

DOI: 10.7652/xjtuxb202002019

卫星通信中的一种应答机空间操控方法

李强¹, 曹继宏¹, 王巧¹, 王谦¹, 王超²

(1. 航天器在轨故障诊断与维修重点实验室, 710043, 西安; 2. 宇航动力学国家重点实验室, 710043, 西安)

摘要: 针对运行超过 10 年的某太阳同步轨道卫星通信应答机的载波捕获性能下降问题,提出了一种新的“载波+遥控副载波”上行信号空间操控方法。首先根据所测量的应答机温度、自动增益控制电压及载波锁定参数,分析空间环境对卫星应答机的影响;接着调整上行信号结构,即通过移除测距副载波与减小遥控副载波调制度来增加载波功率。空间操控结果表明:应答机在单粒子效应下损伤,其倍频器二极管受温度调制影响;应答机温度越高载波捕获就越困难,高于 26.2℃时载波无法实现捕获与锁定;新方法下的上行载波增益提高了约 3.1 dB 且交叉调制减少,载噪比提升优于 3.1 dB;在 25.9℃时,载波锁定时长超过 120 s,约 4 倍于同温下的原有情形;拓展了上行注入窗口时长,遥控发令成功率为 100%。新方法已应用于在轨卫星长期管理,为载荷延寿工作提供空间操控支持,可有效降低上行链路增益预算需求并施行于相应场合。

关键词: 卫星通信;空间操控;空间环境;应答机;单粒子效应

中图分类号: TN927.2;V556.1 **文献标志码:** A **文章编号:** 0253-987X(2020)02-0150-08

A Space Operation Way of Transponder in Satellite Communication

LI Qiang¹, CAO Jihong¹, WANG Qiao¹, WANG Qian¹, WANG Chao²

(1. Key Lab of Spacecraft In-Orbit Fault Diagnosis and Maintenance, Xi'an 710043, China;

2. State Key Lab of Astronautic Dynamics, Xi'an 710043, China)

Abstract: A new space operation way to signal modulation mode containing only carrier plus telecontrol subcarrier is proposed to deal with the transponder carrier acquisition degradation in satellite communication of a low earth orbit (LEO) satellite running on sun synchronous orbit for over 10 years. The space environment effects on the transponder are firstly analyzed based on the telemetry parameters including temperature, auto gain control (AGC) voltage and carrier lock from the satellite. Then the uplink signal is adjusted to increase the carrier power by demodulating the range subcarrier and lowering the telecontrol subcarrier modulation index. The results in space operation show that the transponder is damaged by the single event burnout (SEB), and the diode of the frequency multiplier is affected by temperature modulation of the transponder. The higher the transponder temperature, the more difficult the capture of carrier, and when the temperature is higher than 26.2℃, the carrier cannot be captured and locked. When the new method is applied, the carrier gain increment is about 3.1 dB, the intermodulation decreases, and the carrier-to-noise ratio improvement is more than 3.1 dB. When the transponder temperature reaches 25.9℃, the carrier locking time exceeds 120 s, which is 4 times the original one at the same temperature. The length of the uplink injection window is extended, and

收稿日期: 2019-05-21。 作者简介: 李强(1976—),男,硕士,高级工程师。 基金项目: 国家自然科学基金资助项目(61801518)。

网络出版时间: 2019-11-22

网络出版地址: <http://kns.cnki.net/kcms/detail/61.1069.T.20191122.0912.004.html>

telecontrol command execution is 100%. The new approach can be applied to the long-term management of satellites in-orbit effectively, and can extend payload service life and reduce the gain budgets in the uplink.

Keywords: satellite communication; space operation; space environment; transponder; single event effect

在空间操控中,应答机主要用于卫星通信,包括上行遥测信号接收与下行遥测信号发送,以及转发地面测距信号用于距离测量^[1]。灵敏度、质量、体积、功耗、可靠性与成本等指标是应答机设计初期需要考虑的重要因素^[2],但在工程应用中,空间操控对于应答机的可靠性要求可能相对突出。在复杂空间环境影响下^[3-5],尤其是在真空与辐射作用下,应答机将不可避免地出现老化与性能衰退,而在卫星长寿命运行特别是延寿甚至降级场合下,对应答机的可靠性需求则会更高。

文献[6]将氮化镓型高速电子迁移率放大器(HEMT)器件应用于应答机设计,有助于获得更好的抗辐射性能;文献[7-8]报道了美国航空航天局(NASA)用于深空探测的 Iris 应答机研制与进展,其灵敏度优于-181 dB,质量不足 1 kg;文献[9]介绍了一种集成的可在统一 S 波段(USB)与扩频模式下工作的多模式应答机在轨性能,展现出空间环境下的工程应用灵活性与适应性;文献[10]认为利用现场可编程门阵列(FPGA)重构、周期性加电、设计冗余与器件备份等技术可有效提高应答机抗辐射能力;文献[11]则认为动态部分重构技术的应用可进一步减少应答机复杂性。

以上工作在设计中就空间环境对于应答机可靠性与在轨生存能力的严峻挑战和考验均进行了考虑,并给出了不同的减缓空间环境影响的应对方法,但对于卫星入轨后的空间操控工作,面临多数卫星硬件(经常还包括软件)基本上难以替换或者更改、甚至某些器件应用降级的情形,如何保障应答机稳定、可靠工作进而延长载荷工作寿命,文献提及甚少。为此,本文以某在轨运行超 10 年的低轨卫星为例,讨论卫星应答机通信性能下降原因,分析其载波捕获的温度敏感特性,提出一种新的信号调制应用方法,可应用于在轨航天器长期测控与管理,保障卫星通信。

1 应答机老化下的温敏特性

某太阳同步轨道卫星在 2008 年发射入轨,截至 2019 年 1 月已运行超过 10 年,卫星应答机为双机

备份设计(其中发射机为冷备份,接收机为热备份)。入轨几年以后,A 接收机首先失效,卫星只能使用 B 接收机。

在 2014 年的一次测控中,卫星入境后应答机一直失锁,无法完成载波锁定,下行遥测信号正常。在随后的异常处置工作中,操控人员发现在地面发射机功率 P 为 800 W、天线直径 D 不小于 10 m、跟踪最大仰角 E_m 不低于 70° 的降级应用条件下,应答机可以锁定上行信号,实现 USB 全功能测控,但是转发状态下的下行信号中存在杂散(而上行未锁定时的下行信号则无杂散),且锁定情形下的应答机自动增益控制(AGC)遥测值不足 1.0 V。异常前后的载波锁定时长与应答机 AGC 遥测变化如图 1 所示。图 1 中:1 V 为锁定,0 V 为未锁定;横坐标积秒表示某日的秒计数,起点为该日 0 点,终点为次日 0 点,极小值为 0,极大值为 86 400 s。

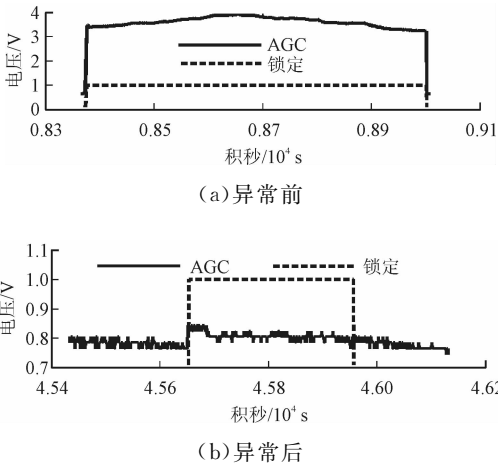


图 1 异常前后应答机电压遥测变化

因为异常发生前的遥测参数并未出现明显或特别变化,推测本次异常为突发异常;再考虑地面发射机功率以及应答机 AGC 变化,估算应答机灵敏度损失在 50 dB 以上,而应答机上行链路单级增益均在 50 dB 以下,因此上行链路放大器出现故障的可能性很小(这里不考虑多个放大器同时出现故障的情形);最后考虑下行杂散信息,分析认为上行本振支路出现故障的可能性最大,极可能是倍频器前的放大器出现单粒子烧毁(SEB)事件,导致倍频二极

管输入端信号极弱,相应的倍频输出信号极大降低,且容易受到外界干扰影响。

应答机 AGC 不仅能反映上行信号功率变化,在未锁定时还能关联应答机温度变化,如图 2 所示。由图 2 可见,无上行信号时,AGC 与温度大致上同步变化。统计表明,应答机在降级应用条件下,载波捕获时的 AGC 电压不能高于 0.82 V,其对应的应答机温度为 26.2 °C。应答机的降级应用只能在 26.2 °C 以下实现。

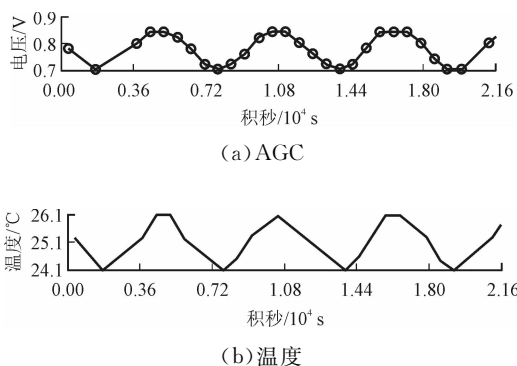


图 2 应答机 AGC 与温度关联曲线

在空间环境因素影响下,应答机逐渐老化且可能加剧,其温度变化主要呈现短周期、长周期和长期规律,如图 3 所示。

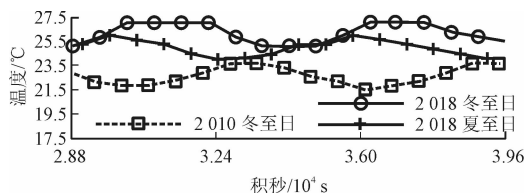


图 3 应答机长期温度变化情况

从图 3 可知:应答机温度变化的短周期为轨道周期,在此周期内,卫星处于地影区中间位置附近时,应答机温度最高;在阳照区太阳星下点所在纬度附近时,温度最低(2018 年冬至期约在 25.2 °C)。其原因是:卫星进入地影后,蓄电池放电且散热,星上热控系统开始降温控制,在散热升温与热控降温的作用下,卫星行至地影区中间位置附近时,应答机温度处于极大值;经历大约半个轨道周期后,热控效果基本体现,而蓄电池多已停止放电,应答机温度为极小值,此时卫星的空间位置基本上在太阳下方附近。

应答机温度的长周期为年周期,一般冬至前后温度为全年最高水平,夏至前后为最低。这可能与卫星距离太阳远近以及光照角变化有关:冬至时距离近,且太阳近乎直射太阳帆板。

应答机温度的长期变化为温度均值逐年上升,

每年约 0.3 °C,这可能主要是空间环境辐照下的热控涂层性能退化^[12]以及轨道运行下的热流变化影响所致。

另外,应答机温度还受到 GPS 接收机(仅通道板保持工作)、遥控下位机和电源下位机等单粒子门锁(SEL)事件^[13]的次生性影响,其原因是器件出现 SEL 效应后,除了电流增大以外往往还伴有温度升高,器件由此可能会成为热源,进而给周边其他器件带来升温效果或影响。图 4 为遥控下位机(TCU)发生 SEL 事件后产生的升温影响示意图。由图 4 可见,遥控下位机温度在不到 2 h 时间内升高约 1.8 °C,随后应答机温度出现约 0.3 °C 升幅。GPS 接收机和电源下位机的 SEL 事件造成的应答机升温幅度也在 0.3 °C 左右。此外,测控中的数据表明,不同器件 SEL 事件如果在一两天的短时间内相继出现(操控中难以及时进行相应处理),其造成的温升大致上具有叠加性。

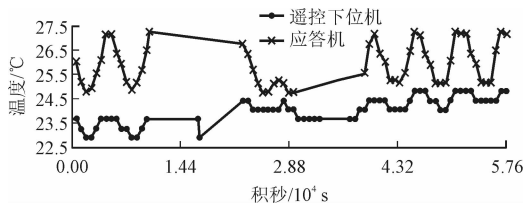


图 4 SEL 事件对应答机升温的影响

应答机温度越高,其载波捕获与锁定越困难,在 25.9 °C 时,载波锁定时长仅在 30 s 左右,如图 5 所示。一般近地卫星遥控时长需求为 300 s 左右,降级应用下可减至 150 s,特殊情形(延寿、例行维护等工作)下则可降至 100 s,但图 5 中的 30 s 时长已难以有效地进行上行遥控工作,仅适合于人工操作下的单指令注入或者特殊事件处理,这为大量卫星集中监控下的遥控自动化^[14]带来了巨大挑战。

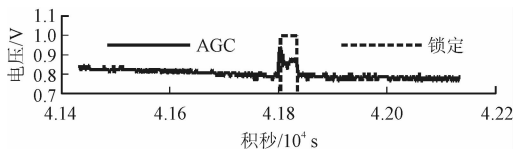


图 5 高温下的载波锁定

极端情况下,冬至期间如果发生 SEL 事件导致应答机温度超过 26.2 °C,则载波不能锁定,地面无从利用遥控信道处理 SEL 事件,因此高温继续保持,由此形成死循环,上行信道丧失。

实际上,冬至前后,太阳偏南,境内多数设备在测控时的卫星应答机温度距离极小值较远,载波捕获、锁定几率较低;另外,冬至前后应答机温度水平

也处在全年最高位,载波锁定较为困难;还有,冬至期间卫星运行在近日点附近,器件发生 SEL 事件的概率也明显增加^[15],对应的次生性温度影响也加剧。这都为卫星延寿保障增加了难度,操控中迫切需要延长载波锁定时间。

2 新信号调制

新的信号调制在原 USB 信号体制基础上分 3 个步骤进行:①采用“载波+遥控副载波”调制,提高载波信号功率;②降低遥控调制度,使得遥控副载波功率保持原有水平,可再次提高载波功率;③继续降低遥控调制度,使遥控误码率由 10^{-6} 变为 10^{-5} ,在满足上行发令需求的基础上,继续提高载波功率。

USB 信号 $s(t)$ 可表示为^[16]

$$s(t) = A \cos[\omega_c t + m_R \sin(\omega_R t) + m_C \sin(\omega_C t)] \quad (1)$$

式中: A 为振幅, V; ω_c 为载波频率, $\text{rad} \cdot \text{s}^{-1}$; ω_R 为测距副载波频率, $\text{rad} \cdot \text{s}^{-1}$; ω_C 为遥控副载波频率, $\text{rad} \cdot \text{s}^{-1}$; m_R 与 m_C 为测距与遥控调制度, rad ; t 为时间, s。

考虑到信号幅度 A 在后续讨论中相当于一个常数, 本文将 A 归一化。将 USB 信号用级数展开, 则有^[17]

$$s(t) = \sum_{n=-\infty}^{+\infty} \sum_{p=-\infty}^{+\infty} J_n(m_R) J_p(m_C) \cos(\omega_c + n\omega_R + p\omega_C)t \quad (2)$$

式中: $J_n(m_R)$ 、 $J_p(m_C)$ 表示 n 阶、 p 阶一类贝塞尔函数在调制度为 m_R 、 m_C 时的数值, n 与 p 为整数。

对于载波频率分量 $s_c(t)$, 当 $n=p=0$ 时, 即为

$$s_c(t) = J_0(m_R) J_0(m_C) \cos \omega_c t \quad (3)$$

相应地, 对于测距副载波频率分量 $s_R(t)$, 当 $n=\pm 1$ 、 $p=0$ 时, 即为

$$s_R(t) = -2J_1(m_R) J_0(m_C) \cos \omega_c t \cos \omega_R t \quad (4)$$

同样, 对于遥控副载波频率分量 $s_C(t)$, 当 $n=0$ 、 $p=\pm 1$ 时, 即为

$$s_C(t) = -2J_0(m_R) J_1(m_C) \cos \omega_c t \cos \omega_C t \quad (5)$$

去掉测距副载波后, USB 信号用 $S(t)$ 表示为

$$S(t) = \sum_{p=-\infty}^{+\infty} J_p(m_C) \cos(\omega_c + p\omega_C)t \quad (6)$$

相应地, 载波信号分量 $S_c(t)$ 为

$$S_c(t) = J_0(m_C) \cos \omega_c t \quad (7)$$

遥控副载波信号分量 $S_C(t)$ 为

$$S_C(t) = -2J_1(m_C) \cos \omega_c t \cos \omega_C t \quad (8)$$

USB 信号采用窄带调制, 调制度一般在 1.5 以下 ($m \leq 1.5 \text{ rad}$), 相应地, $0 < J_n(m) < 1$ 。将式(3)与式(7)进行比较, 前者幅度中多一个 $J_0(m_R)$ 。由此可知, 在去掉测距副载波后, 载波信号功率得到增强。

这里, 定义测距副载波去调后载波获得的增益增量为 G_1 , 则有

$$G_1 = -20 \lg J_0(m_R) \quad (9)$$

同样, 由式(5)与式(8)可知: 测距副载波去调之后, 遥控副载波的增益也得到增加, 其增量与载波情况一样, 也是 G_1 。但是, 遥控副载波功率增加是测距副载波去调的副产品。在原有模式下: 遥控副载波功率不增加而只需载波环路锁定即可完成遥控解调任务。现在遥控副载波功率增加了, 对于遥控环路锁定以及误码率降低固然有利, 但这个增加显得相对多余甚至浪费。因此, 还需要将遥控副载波降低调制度, 使其功率恢复至原有水平。

假定原有遥控副载波调制度为 m_C , 下降后的调制度为 m_{C1} , 由式(5)与式(8)可知, m_C 与 m_{C1} 应该满足如下关系

$$J_1(m_{C1}) = J_0(m_R) J_1(m_C) \quad (10)$$

遥控副载波调制度下降后, 载波功率会再次增加。这里, 定义载波获得的第二次增益增量为 G_2 , 则有

$$G_2 = 20 \lg \frac{J_0(m_{C1})}{J_0(m_C)} \quad (11)$$

在测控中, 遥控误码率一般按照 10^{-6} 考虑, 而在设计中为满足指标要求, 通常都留有一定裕量。这里, 在信道误码率降额基础上(考虑遥控误码率为 10^{-5})再次降低遥控调制度, 进行第 3 次调整, 将遥控副载波功率减小 3 dB(功率下降 50%), 可在 m_{C1} 基础上将调制度再次减小至 m_{C2} 。

根据式(8)可知, m_{C1} 与 m_{C2} 对应的振幅(表征功率)关系为

$$\lg \left(\frac{J_1(m_{C2})}{J_1(m_{C1})} \right)^2 = \lg \frac{1}{2} \quad (12)$$

进一步求解式(12)可得

$$J_1(m_{C1}) = \sqrt{2} J_1(m_{C2}) \quad (13)$$

由式(13)与式(10)可知

$$\sqrt{2} J_1(m_{C2}) = J_0(m_R) J_1(m_C) \quad (14)$$

求解式(14), 可得 m_{C2} 与 m_C 之间的对应关系。显然, 将遥控副载波下降至 m_{C2} 后, 载波将又一次获得增益的增加。同样地, 这里定义第 3 次载波增益增量为 G_3 , 即

$$G_3 = 20 \lg \frac{J_0(m_{C2})}{J_0(m_{C1})} \quad (15)$$

将 3 次调整增益之和定义为总增益增量 G ,即

$$G = G_1 + G_2 + G_3 =$$
$$20\lg\left[\frac{1}{J_0(m_R)}\frac{J_0(m_{C1})}{J_0(m_C)}\frac{J_0(m_{C2})}{J_0(m_{C1})}\right]=$$
$$20\lg\frac{J_0(m_{C2})}{J_0(m_C)J_0(m_R)}\quad(16)$$

不同初始调制度 m_R 与 m_C 下的载波增益增量 G 如图 6 所示。

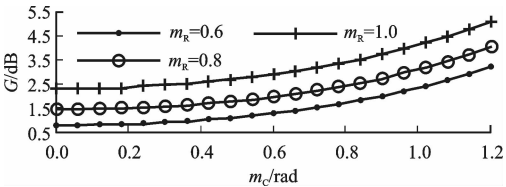


图 6 不同初始调制度下的载波增益增量

若取调制度 m_R 与 m_C 初值为 0.8 rad 与 1.0 rad,则 m_{C1} 与 m_{C2} 约为 0.8 rad 与 0.5 rad,相应 G_1 、 G_2 、 G_3 分别在 1.5、0.8、0.8 dB 附近,载波获得的总增益 G 超过 3.1 dB。其效果相当于直接增加载波功率 1 倍以上,等效于将地面功率由 800 W 提升至 1 600 W 以上。

另外,由于测距副载波去调,上行信号中的组合频率明显减少,交叉调制得到缓解,可减小杂散信号对载波的影响;遥控调制度降低,也可降低遥控副载波对于载波锁定的影响。因此,可以判断,载噪比改善将优于 3.1 dB。

3 操控检验与讨论

检验工作主要分两步进行:①在原有应答机降级应用(功率 800 W、天线口径不小于 10 m、最高仰角不低于 70°)基础上采用“载波+遥控副载波”信号并调整遥控调制度数值,考察载波捕获与锁定改善情况;②在第一步基础上再进行功率、天线、最高仰角等约束的调整,继续考察改善情况。测试时间跨度在一年以上,测试中所有发送指令均正常执行。测距调制度 m_R 均为 0,20 组测试结果如表 1 和图 7 所示。

在表 1 中,第 1 组数据为应答机降级应用下的新方法测试(与图 7a 对应):载波锁定时长竟超过 600 s,几乎达到应答机降级应用前的水平(参见图 1a);AGC 峰值也接近 1.2 V,相对于以前(参见图 1b)有较大幅度提高,说明采用新调制信号后,应答机 AGC 环路中的载波信号功率明显增强,从而验证了前面的仿真结果。当然,这一结果前提是应答机温度较低,还在 24 ℃ 之下(载波锁定相对容易)。

表 1 采用本文方法的空间操控应用测试结果

序号	设备	$E_m/(^{\circ})$	P/W	m_C/rad	$T/^{\circ}\text{C}$	t/s
1	A	84	800	1.0	23.85	643
2	B	83	200	0.5	24.80	159
3	C	44	800	1.0	25.18	304
4	D	60	400	0.5	25.18	278
5	E	80	800	1.0	25.18	470
6	F	59	800	0.5	24.68	644
7	F	83	800	0.5	25.42	111
8	F	79	800	0.5	25.42	146
9	G	71	200	0.8	24.42	277
10	H	73	200	0.5	24.42	542
11	H	60	800	1.0	25.18	513
12	H	56	200	0.8	24.42	417
13	H	31	400	0.8	24.42	480
14	H	76	200	0.5	24.80	273
15	H	40	200	0.5	24.80	262
16	H	75	800	0.5	25.42	135
17	H	78	800	0.5	25.42	182
18	I	48	400	0.8	25.18	413
19	I	84	200	0.5	25.18	325
20	I	76	800	0.5	25.92	143

注:A~I 为 9 套测试设备;设备 D 的天线口径为 6 m,其他均为 10 m; t 为测试中的载波锁定时长。

第 4 组数据为小天线测试结果(与图 7b 对应):虽然载波锁定时长不足 300 s,却是应答机 2014 年降级应用以来第一次在小天线下实现载波捕获与锁定;而且,278 s 的时长足够满足降级应用下的业务、轨道、时间同步等数据的注入窗口需求,能够保障集中监控下的遥控作业自动化运行。另外,图 7b 中载波锁定下的 AGC 电平与图 1b 中的情形相当;但天线口径从 10 m 减为 6 m,对应的增益减少在 4.4 dB 以上;而功率由 800 W 减至 400 W,对应增益又减少约 3.0 dB;合并起来,上行链路增益减少超过 7.4 dB。以 AGC 为参考,说明 USB 降级应用下的载噪比改善在 7.4 dB 以上,明显优于 3.1 dB。

第 7 组数据在载波功率与仰角条件较好的情形下获得的载波锁定时长只有 111 s,其原因是该设备在测试中对天线实施了自动程序引导^[18]过顶,导致未能在最高仰角附近对准目标,从而使得载波失锁,因此时间较短。

第 20 组数据为高温水平下的测试结果(与图 7c 对应),其背景是:在不到 24 h 时间内,遥控下位机与电源下位机相继出现 SEL 事件,应答机温度升

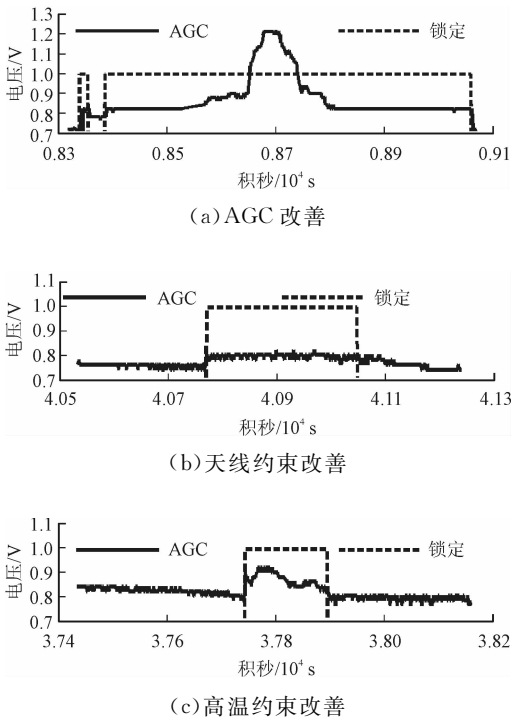


图 7 载波锁定改善情况

幅接近 0.7℃。具体为:在 25.9℃时,载波锁定时长仅 143 s,但相对于之前的 30 s 情形(参见图 5),已延长了 3 倍有余。在 143 s 内,遥控可进行一般异常的处理与恢复,或者单类型的例行数据注入。如果考虑 26.2℃时的载波无法锁定的约束,进一步考虑突发性事件(例如 SEL)影响下的温度升高特殊约束,则在 25.9℃水平还可获取 2 min 以上的载波锁定,使得相应的遥控注入时间得到一定的保障,异常处置成功几率对应能够有效增加。

从表 1 可以看出:新方法应用对于 25.4℃的应答机温度水平较为敏感,低于 25.4℃时,载波获得锁定时间较长;接近或者超过 25.4℃时,时长基本上在 120 s 附近。因此,结合应答机温度变化情况,制定相应的新应用策略如下:全年,测距调制度 0.0 rad,遥控调制度 0.5 rad,天线口径约束仍是不低于 10 m;夏季,上行功率 200 W,仰角约束 40°;春季与秋季,上行功率 400 W,仰角约束 50°;冬季,上行功率 800 W,仰角约束 60°。

功率约束的降低可减轻发射机负荷,同时也能降低设备故障风险,节约能源;仰角约束降低后,更多可用遥控窗口可供选择,资源调度^[19]压力得到一定程度缓解(冬季发射任务高峰期时更是如此)。另外,小天线设备也可在春、夏、秋三季提供有力支持,更能丰富应急或特殊测控事件下的资源调度与应对手段。

文献[20]报道了一则某卫星遥控指令锁定电路在地面温度为-5℃的真空低温保持试验中失效的案例,其关键原因是某开关管工作在低温时由饱和态进入非饱和态从而失去开关作用,-5℃成为电路的敏感温度。本案例中的情形则是应答机在轨降级应用后出现载波锁定下的温度敏感,与前者地面测试场合不同,但同样可将 26.2℃定为应答机临界温度或敏感温度,而将 25.4℃定为 USB 降级应用的预警温度。通过在遥测诊断^[21]中设置二级门限,当应答机温度超过 25.4℃时给出报警信息(提醒操作人员分析应答机温度升高原因,对于异常则给出快速响应处置),可为新方法的实施争取更多的时间。

综观应答机老化历程可以发现,应答机的温度演变主要由空间环境影响所致,短周期变化由星内外环境共同引起,长周期变化主要是空间热流下的轨道运动调制引起,长期变化则主要是空间辐射下的热控涂层性能退化导致整星升温引起,其他短期升温则主要是邻近器件在 SEL 效应下形成热源后的次生性影响导致。应答机温度变化是空间环境多重因素综合作用下的反映,由此可见空间环境影响的复杂性(特别是冬至前后,其影响更剧烈)。文献[22]在总结国际空间站(ISS)近 10 年的热控经验基础上特别指出,操控中的有效热控管理是保持航天器正常运行的重要手段之一。这里,在近地卫星运行超 10 年的基础上进行载荷延寿工作的场合下,有效操控也是应对空间环境影响的重要组成之一。

2018 年冬至期间,载波锁定时长的应答机温度最高值在 25.2℃上侧(不考虑异常情形,例如 SEL 事件),按照每年 0.3℃的升速考虑,可预测新方法能够再保障遥控信道两三年时间,但在此期间,操控中需要严密监视 SEL 事件,一旦发生,必须第一时间迅速进行处理,竭力避免多重 SEL 事件影响的情形出现。

以上方法实质是在操控中将上行信号调整为“载波+遥控副载波”调制结构,同等条件下可提高载波、遥控副载波的信号功率,更好地保障通信;反过来,也可降低地面发送信号功率。对于其他类似的应答机器件老化或性能下降导致的信道链路增益衰减情形,本文方法同样获得了较好的应用效果。

随着天基全球卫星导航系统(GNSS)^[23-24]技术应用的进一步发展,后续在轨卫星长期管理中的轨道确定数据源可由星载 GNSS 接收机提供,则“载波+遥控副载波”还可在 USB 上行信号中获得进一步推广应用。

4 结 论

对于超 10 年运行近地卫星温度敏感应答机进行“载波+遥控副载波”操控,可以保障卫星通信,延长卫星载荷工作寿命。本文研究得到以下主要结果。

(1)应答机温度具有短周期、长周期和长期变化规律,短周期为轨道周期,温度在地影期较高,在日照区较低;长周期为年周期,冬至期间温度处于全年最高水平,夏至期间则最低;长期表现为逐年升温,平均每年增加约 $0.3\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。应答机周边器件在 SEL 事件后形成次生性的热影响,均能造成应答机温度升高约 $0.3\text{ }^{\circ}\text{C}$ 。

(2)应答机在单粒子 SEB 事件后,载波锁定呈现出温度敏感特性,温度超过 $26.2\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时,载波无法锁定;温度越接近 $26.2\text{ }^{\circ}\text{C}$,锁定时长越短;在 $25.9\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时,应答机锁定时长仅约 30 s。

(3)采用“载波+遥控副载波”调制方法,并将遥控副载波调制度降至 0.5 rad ,能够提高上行载波功率 3.1 dB ,载噪比改善优于 3.1 dB ,可有效提升载波锁定性能;在应答机温度为 $25.9\text{ }^{\circ}\text{C}$ 时,载波锁定时长约 140 s,为原有情形下的 4 倍以上。

(4)“载波+遥控副载波”调制信号应用可有效降解操控约束,缓解测控资源调度压力,增加可用操控窗口;遥控注入成功率达到 100%,预测载荷工作寿命可再延长两三年。

后续,还需进一步研究相关温控技术与方法(例如轨道倾角控制),降低卫星整体温度,为卫星通信保障提供技术支持。

参考文献:

- [1] JAVIER C, ERNESTO L, JOSE M. MSBT transponder: flexible multi-mode in-orbit reconfigurable transponder [C]//2018 48th European Microwave Conference. Louvain-la-Neuve, Belgium: Europa Microwave Association, 2018: 263-266.
- [2] 郑伟, 金仲和, 李灵敏. 新型星载 S 波段测控应答机的实现 [J]. 宇航学报, 2004, 25(5): 526-530.
ZHENG Wei, JIN Zhonghe, LI Lingmin. A new implementation of S-band TT&C transponder for micro-satellite [J]. Journal of Astronautics, 2004, 25(5): 526-530.
- [3] 唐剑, 周虹霞, 王俊峰. 空间环境对卫星网络路由协议的影响研究 [J]. 工程科学与技术, 2010, 42(2): 160-164.
TANG Jian, ZHOU Hongxia, WANG Junfeng. Influ-

ences of spatial environment on routing protocol for satellite networks [J]. Advanced Engineering Sciences, 2010, 42(2): 160-164.

- [4] KOONTZ K, SUGGS R, ALRED J, et al. The international space station space radiation environment: avionics systems performance in low-Earth orbit single event effects (SEE) environments [EB/OL]. [2019-04-27]. <https://ttu-ir.tdl.org/handle/2346/74075>.
- [5] HANDS A, RYDEN K, MEREDITH N, et al. Radiation effects on satellites during extreme space weather events [J]. Space Weather, 2018, 16(9): 1216-1226.
- [6] MAULIK B, RAKESH S, APURBA B. Monolithic Ka to Ku-band all balanced sub-harmonic resistive MHEMT mixer for satellite transponder [J]. IEEE Microwave and Wireless Components Letters, 2015, 25(5): 316-318.
- [7] COURTNEY D, AMY S, FERNANDO A. Iris transponder-communications and navigation for deep space [EB/OL]. [2019-04-28]. <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2014/AdvTechComm/3/>.
- [8] MASATOSHI K. Iris deep-space transponder for SLS EM-1 cubesat missions [EB/OL]. [2019-04-28]. <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2017/all2017/72/>.
- [9] AWANO J, YAJIMA M, TAKATA N, et al. Development of multi-mode integrated transponder: results of demonstration test on orbit [C]// SpaceOps 2010 Conference. Reston, VA, USA: AIAA, 2010: 2013 3216583518.
- [10] CHRISTOPHER S, JENNIFER A, JOHN D, et al. Reconfigurable, radiation tolerant S-band transponder for small satellite applications [EB/OL]. [2019-04-28]. <https://digitalcommons.usu.edu/smallsat/2011/all2011/77/>.
- [11] MOHAMED K, ASAMI K. Dynamic partial reconfigurable demodulators in automatic modulation recognition systems for satellite receivers [C]// AIAA Space and Astronautics Forum and Exposition. Reston, VA, USA: AIAA, 2017: 20182105214631.
- [12] 宋馨, 张有为, 刘自军, 等. 基于卫星在轨温度预示热控涂层性能退化的方法 [J]. 中国空间科学技术, 2015, 35(6): 40-47, 56.
SONG Xin, ZHANG Youwei, LIU Zijun, et al. Prediction on performance degradation of thermal control coating based on satellite temperature on orbit [J]. Chinese Space Science and Technology, 2015, 35(6): 40-47, 56.
- [13] PIERRE-XIAO W, PIERRE K, MARTIN H, et al.

- SEL/SEU/SEFI/TID results of the radiation hardened DDR3 SDRAM memory solution [C]//2018 IEEE Nuclear and Space Radiation Effects Conference. Piscataway, NJ, USA: IEEE, 2018: 8584290.
- [14] 李强, 李剑锋, 高燕, 等. 星务计算机切换与维护的地面遥控作业自动化 [J]. 遥测遥控, 2017, 38(4): 20-25.
LI Qiang, LI Jianfeng, GAO Yan, et al. Ground tele-control operation automation applied to OBDH computer switchover and maintenance [J]. Journal of Telemetry, Tracking and Command, 2017, 38(4): 20-25.
- [15] MICHAEL X. A brief history of space climatology: from the big bang to the present [J]. IEEE Transactions on Nuclear Science, 2019, 66(1): 17-37.
- [16] LIU J. Spacecraft TT&C and information transmission theory and technologies [M]. Heidelberg, Germany: Springer-Verlag, 2015: 15-87.
- [17] 杜检来, 杨讷, 贺辉, 等. 一种 USB 测控应答机的健壮捕获算法 [J]. 电讯技术, 2018, 58(11): 1258-1263.
DU Jianlai, YANG Ne, HE Hui, et al. A robust signal acquisition method for USB TT&C transponder [J]. Telecommunication Engineering, 2018, 58(11): 1258-1263.
- [18] 晁宁, 罗晓英, 杨新龙. 卫星天线过顶盲区时机分析 [J]. 现代电子技术, 2018, 41(1): 13-16.
CHAO Ning, LUO Xiaoying, YANG Xinlong. Divergence opportunity analysis on zenith-passing blind zone of satellite antenna [J]. Modern Electronics Technique, 2018, 41(1): 13-16.
- [19] 陶孙杰, 宋竹. 一种测控数传一体化站网资源调度算法 [J]. 电讯技术, 2018, 58(7): 760-767.
TAO Sunjie, SONG Zhu. A ground-station resource scheduling algorithm based on integration of TT&C and data transmission [J]. Telecommunication Engineering, 2018, 58(7): 760-767.
- [20] 司圣平, 王珏, 刘伟, 等. 遥控指令锁定电路的安全裕度分析 [J]. 航天器环境工程, 2015, 32(4): 429-433.
SI Shengping, WANG Jue, LIU Wei, et al. The safety margin of telecommand lock circuit [J]. Space Environment Engineering, 2015, 32(4): 429-433.
- [21] CARLTON A, MORGAN R, LOHMEYER W, et al. Telemetry fault detection algorithm: application for spacecraft monitoring and space environment sensing [J]. Journal of Aerospace Information Systems, 2018, 15(5): 239-252.
- [22] JOHN I. International space station passive thermal control top ten lessons-learned [EB/OL]. [2019-04-27]. <https://ttu-ir.tdl.org/handle/2346/74025>.
- [23] LI B F, GE H B, GE M R, et al. LEO enhanced global navigation satellite system (LeGNSS) for real-time precise positioning services [J]. Advances in Space Research, 2019, 63(1): 73-93.
- [24] KYOHEI A, HIDEKI M, SACHIYO K, et al. Evaluation results of GPS-based precise orbit determination for earth observation satellite in near real-time operation [EB/OL]. [2019-04-27]. <https://arc.aiaa.org/doi/10.2514/6.2018-2623>.

(编辑 刘杨)

(上接第8页)

- [15] WANG B, LEI Y G, LI N P, et al. A hybrid prognostics approach for estimating remaining useful life of rolling element bearings [J]. IEEE Transactions on Reliability, 2018: 1-12.
- [16] 张西宁, 雷威, 李兵. 主分量分析和隐马尔科夫模型结合的轴承监测诊断方法 [J]. 西安交通大学学报, 2017, 51(6): 1-7, 109.
ZHANG Xining, LEI Wei, LI Bing. Bearing fault detection and diagnosis method based on principal component analysis and hidden Markov model [J]. Journal of Xi'an Jiaotong University, 2017, 51(6): 1-7, 109.
- [17] CHUAN L, SANCHEZ R V, ZURITA G, et al. Gearbox fault diagnosis based on deep random forest fusion of acoustic and vibratory signals [J]. Mechanical Systems and Signal Processing, 2016, 76/77: 283-293.
- [18] 胡森, 王开军, 李海超, 等. 模糊树节点的随机森林与异常点检测 [J]. 南京大学学报(自然科学), 2018, 54(6): 1141-1151.
HU Miao, WANG Kaijun, LI Haichao, et al. A random forest algorithm based on fuzzy tree node for anomaly detection [J]. Journal of Nanjing University (Natural Science), 2018, 54(6): 1141-1151.

(编辑 杜秀杰)